

## **СПОСОБ И СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ**

### **Область изобретения**

Данное изобретение относится к системам автоматического управления летательными аппаратами. Областью применения настоящих изобретений является обеспечение безопасности полетов гражданских самолетов.

### **Существующий уровень техники**

На практике для решения задачи по обеспечению безопасности полетов гражданских самолетов от ракетных атак применяются самые различные методы:

1. Метод «исключения места пуска ракеты», когда охраняется и патрулируется местность. Однако, данный метод требует больших ресурсов и не может гарантировать безопасности полетов из-за большой площади «зоны риска» (зоны, с которой есть возможность поразить летящий самолет).
2. Метод «снижения температуры следа» неэффективен. Ракеты с инфракрасными (ИК) головками самонаведения реагируют на тепловую энергию и наводятся на реактивный самолет, благодаря высокой температуре его двигателя и выхлопных газов. Возможно небольшое уменьшение ИК теплового следа путем дополнительного нагнетания воздуха вокруг выхлопа двигателя, что может немного снизить его температуру. Однако даже такое снижение – весьма малоэффективное средство защиты от современных ракет, которые находят свои мишени и при невысокой температуре двигателя.

3. Метод «упрочнения самолета» ограничен в применении на практике. Точное место попадания ракеты в самолет непредсказуемо. Ожидаемые вес и цена модернизации при установке брони на весь самолет предельно высоки. Но если устанавливать броню только на критические узлы самолета (такие как двигатели, топливные баки, кабина пилота и электронные блоки), большая часть самолета все же останется уязвимой для ракеты.
4. Метод «ложных мишеней – вспышек» может «запутать» устройство наведения ракеты. Следует отметить, что такие мишени дороги и опасны. При пуске они загораются и выделяют огромное количество ИК энергии, что может «навести ракету на ложный след». Однако пиротехнические мишени могут спровоцировать пожар, если попадут на землю до того, как выгорят полностью.

Существуют и другие методы защиты гражданских самолетов от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов. (См., например, GB 2309290 A, 23.07.97; US 5249527 A, 05.10.93; FR 2694804 A1, 18.02.94; DE 3835887 A1, 03.05.90). Наиболее перспективные из них базируются на создании специальных излучений в диапазоне частот, соответствующих рабочим частотам систем наведения ракет на воздушные цели. Целью таких мероприятий часто является срыв наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения.

Наиболее близким по технической сущности к заявленному способу является способ защиты летательных аппаратов от ракет, оснащенных головками самонаведения (см. патент РФ № 2141094, 1998.08.17). Согласно упомянутому известному способу в пространстве между летательным аппаратом и наиболее вероятным направлением возможной ракетной атаки противника формируют голографическое изображение ре-

ального источника, излучающего электромагнитные волны преимущественно в диапазоне частот видимого и инфракрасного спектра. В качестве ложной цели могут быть использованы также источники, излучающие электромагнитные волны и на других частотах, соответствующих рабочим частотам различных систем наведения ракет на воздушные цели.

Однако состояние пространства между летательным аппаратом и наиболее вероятным направлением возможной ракетной атаки противника в большой мере зависит от состояния погоды. Это является причиной, препятствующей получению голографического изображения такого качества, которое обеспечивало бы высокую надежность защиты в условиях оптических помех.

Наиболее близкой по технической сущности к заявленной системе является система защиты летательных аппаратов от ракет, оснащенных головками самонаведения, предназначенная для осуществления упомянутого выше известного способа (см. упомянутый патент РФ № 2141094).

В качестве причины, препятствующей получению голографического изображения такого качества, которое обеспечивало бы высокую надежность защиты в условиях оптических помех, снова можно указать на нестабильное состояние пространства между летательным аппаратом и наиболее вероятным направлением возможной ракетной атаки противника, которое в большой мере зависит от состояния погоды.

В настоящее время велика вероятность применения террористами переносных зенитных ракетных комплексов против гражданского самолета. Переносные зенитные ракетные комплексы, использующие ракеты с инфракрасными головками самонаведения просты в применении, требуют минимальных навыков обращения и приводятся в боевую готовность менее, чем за три минуты. Они широко распространены. В мире

существует приблизительно 500000 единиц указанных комплексов. И хотя большая их часть находится под контролем ответственных государственных органов, все же они доступны на черном оружейном рынке по цене в несколько десятков тысяч долларов США. Считается, что в настоящее время переносные зенитные ракетные комплексы, использующие ракеты с инфракрасными головками самонаведения входят в арсенал около 27 террористических и нелегальных группировок. Кроме того, это оружие использует ракеты, т.е. летательные аппараты. Дальность действия многих моделей этого оружия составляет более 6 километров, и с его помощью можно сбить самолет, летящий на высоте более 3 километров. Следовательно, при взлете и посадке гражданский самолет находится под угрозой нападения с площади в несколько сотен квадратных километров. Таким образом, задача защиты гражданских самолетов от указанного выше оружия в настоящее время является чрезвычайно актуальной.

### **Сущность изобретения**

Поэтому целью заявленного изобретения является снижение вероятности попадания ракеты в гражданский самолет и обеспечение надежности защиты в том числе в условиях оптических помех.

Данная задача решается в способе защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов по настоящему изобретению, заключающемся в том, что определяют факт пуска ракеты, определяют координаты ракеты в каждый момент времени, генерируют импульсное периодическое лазерное излучение, причем диапазон длин волн лазерного излучения лежит в диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения, мощность лазерного излучения превышает мощность излучения

двигателя самолета в спектральном диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения, а частота следования импульсов близка к характерным частотам работы инфракрасных головок самонаведения, и посылают лазерное излучение в точку нахождения ракеты в данный момент времени.

Дополнительное отличие способа по настоящему изобретению состоит в том, что вычисляют координаты места пуска ракеты, передают информацию о факте пуска ракеты и о координатах места пуска ракеты в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

Еще одно отличие способа по настоящему изобретению состоит в том, что принимают отраженное от инфракрасной головки самонаведения лазерное излучение, по уровню мощности этого отраженного лазерного излучения определяют тот факт, что самолет атакует ракета именно с инфракрасной головкой самонаведения, по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения определяют факт срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения, после чего прекращают генерацию лазерного излучения и передают информацию о факте срыва наведения ракеты в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

Эта же задача решается в системе для защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов по настоящему изобретению, содержащей размещенные на защищаемом гражданском самолете: датчики факта пуска и координат пуска ракеты; приемо-передатчик с приводом поворота и оптическим каналом, с выходом которого соединен датчик координат ракеты на траектории ее полета; бортовой вычислитель; и генератор лазерного излучения с его пусковым устройством, причем генера-

тор лазерного излучения выполнен фторо-водородно-дейтериевым; бортовой вычислитель выполнен с возможностью обработки сигналов с датчиков факта пуска и координат пуска ракеты для вычисления координат места пуска ракеты и выдачи управляющего сигнала на привод поворота приемо-передатчика для ориентирования входа оптического канала приемо-передатчика на запущенную ракету, а также с возможностью обработки сигналов с датчика координат ракеты на траектории ее полета для вычисления координат ракеты в данный момент времени и для выдачи пускового сигнала на пусковое устройство генератора лазерного излучения.

Дополнительное отличие системы по настоящему изобретению состоит в том, что бортовой вычислитель выполнен с возможностью передачи информации о факте пуска ракеты и о координатах места пуска ракеты в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

Ещё одно отличие системы по настоящему изобретению состоит в том, что она дополнительно содержит приемник отраженного лазерного излучения, соединенный с дополнительным выходом оптического канала приемо-передатчика и предназначенный для выдачи сигналов на бортовой вычислитель, который выполнен с дополнительной возможностью определения по уровню мощности отраженного от головки самонаведения запущенной ракеты лазерного излучения того факта, что самолет атакует ракета именно с инфракрасной головкой самонаведения, а по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения – факта срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения, выдачи на пусковое устройство генератора лазерного излучения сигнала для прекращения генерации лазерного излучения и передачи информа-

ции о факте срыва наведения в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

Ещё одно отличие системы по настоящему изобретению состоит в том, что датчики факта пуска и координат пуска ракеты являются датчи-  
5 ками ультрафиолетового диапазона.

Ещё одно отличие системы по настоящему изобретению состоит в том, что датчик координат ракеты на траектории ее полета является узконаправленным датчиком инфракрасного диапазона.

Наконец, ещё одно отличие системы по настоящему изобретению  
10 состоит в том, что оптический канал приемо-передатчика дополнительно предназначен для передачи излучения из генератора лазерного излучения в направлении запущенной ракеты.

### **Краткое описание чертежей**

15 Заявленное изобретение поясняется далее со ссылками на прилагаемый чертеж, на котором одинаковые блоки и элементы обозначены одними и теми же ссылочными позициями.

### **Подробное описание предпочтительных вариантов выполнения**

20 На чертеже условно показана ситуация защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов и структура системы для защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов.

25 Система 1 для защиты гражданского самолета (см. чертеж) от ракет 2 с инфракрасными головками 3 самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов содержит размещенные на защищаемом гражданском самолете 4: датчики факта пуска и координат пуска ракеты 5;

приемо-передатчик 6 с приводом поворота 7 и оптическим каналом 8, с выходом 9 которого соединен датчик 10 координат ракеты на траектории ее полета; бортовой вычислитель 11; и генератор 12 лазерного излучения с его пусковым устройством 13. Первая группа входов 14 бортового вычислителя 11 соединена с выходами датчиков факта пуска и координат пуска ракеты для вычисления координат места пуска ракеты 2. Первый выход 15 бортового вычислителя 11 соединен с приводом поворота 7 приемо-передатчика 6 для ориентирования входа 16 оптического канала 8 приемо-передатчика 6 на запущенную ракету 2. Выход датчика 10 координат ракеты на траектории ее полета соединен со вторым входом 17 бортового вычислителя 11. Второй выход 18 бортового вычислителя 11 соединен с пусковым устройством 13 генератора 12 лазерного излучения.

Желательно выполнить бортовой вычислитель 11 с третьим 19 и четвертым 20 выходами, соединенными с системой объективного контроля самолета («черными ящиками») и с системой связи самолета с наземными службами соответственно, для передачи информации о факте пуска ракеты и о координатах места пуска ракеты в систему объективного контроля самолета и в наземную систему обеспечения безопасности полетов.

Желательно снабдить систему 1 для защиты гражданского самолета 4 приемником 21 отраженного лазерного излучения, соединенным с дополнительным выходом 22 оптического канала 8 приемо-передатчика 6. Бортовой вычислитель 11 желательно выполнить с третьим входом 23, соединенным с выходом приемника 21 отраженного лазерного излучения, для дополнительной возможности определения по уровню мощности отраженного от головки 3 самонаведения запущенной ракеты 2 лазерного излучения того факта, что самолет атакует ракета именно с ин-



фракрасной головкой самонаведения, а по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения – факта срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения. Желательно выполнить бортовой вычислитель 11 с пятым выходом 24, соединенным с пусковым устройством 13 генератора 12 лазерного излучения, для выдачи на пусковое устройство генератора лазерного излучения сигнала для прекращения генерации лазерного излучения.

Желательно выход генератора 12 лазерного излучения соединить с оптическим каналом 8 приемо-передатчика 6 для передачи излучения из генератора лазерного излучения в направлении запущенной ракеты.

Способ защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов по настоящему изобретению реализуется в представленной системе следующим образом.

В процессе полета гражданского самолета 4 по нему может быть выпущена ракета 2 с инфракрасной головкой самонаведения 3. Размещенные на защищаемом гражданском самолете 4 датчики 5 факта пуска и координат пуска ракеты фиксируют ультрафиолетовое излучение двигателя стартующей ракеты 2. Сигналы с этих датчиков подаются на первую группу входов 14 бортового вычислителя 11 для вычисления координат места пуска ракеты. Информация о факте пуска и о координатах места пуска ракеты передается с бортового вычислителя 11 через третий 19 и четвертый 20 выходы в систему объективного контроля самолета («черные ящики») и в систему связи самолета с наземными службами обеспечения безопасности полетов. Кроме того, управляющий сигнал, соответствующий координатам пуска ракеты через первый выход 15 бортового вычислителя 11 передается на привод поворота 7 приемо-передатчика 6 для ориентирования входа 16 оптического канала 8 прие-

мо-передатчика 6 на запущенную ракету 2. Через этот оптический канал инфракрасное излучение от летящей ракеты попадает на датчик 10 координат ракеты на траектории ее полета, который является узконаправленным датчиком инфракрасного диапазона, и в результате формируется  
5 выходной сигнал этого датчика. После обработки в бортовом вычислителе 11 выходного сигнала датчика 10 координат ракеты на траектории ее полета вычисляются координаты ракеты в данный момент времени.

Управляющий сигнал, соответствующий координатам ракеты в данный момент времени, через первый выход 15 бортового вычислителя  
10 11 передается на привод поворота 7 приемо-передатчика 6 для точного ориентирования входа 16 оптического канала 8 приемо-передатчика 6 на запущенную ракету 2 (обеспечивается точное сопровождение системой 1 ракеты 2 на ее траектории). Кроме того, по результатам обработки в бортовом вычислителе 11 выходного сигнала датчика 10 координат ра-  
15 кеты на траектории ее полета через выход 18 бортового вычислителя 11 выдается пусковой сигнал на пусковое устройство 13 генератора лазерного излучения 12. Через оптический канал 8 приемо-передатчика 7 направляется излучение из генератора лазерного излучения 12 в направлении запущенной ракеты 2. Так как генератор лазерного излучения вы-  
20 полнен фторо-водородно-дейтериевым, то им формируется импульсное периодическое лазерное излучение с определенными параметрами: диапазон длин волн лазерного излучения лежит в диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения, а мощность лазерного излучения превышает мощность излучения двигателя самолета в спектраль-  
25 ном диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения. Частота следования импульсов формируется близкой к характерным частотам работы инфракрасных головок самонаведения. В результате попадания лазерного излучения в инфракрасную головку 3 самонаведе-

5 ния ракеты 2 происходит срыв наведения ракеты на самолет. Ракета пролетает мимо самолета, после чего прекращают генерацию лазерного излучения и передают информацию о факте срыва наведения в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

Дополнительное оснащение системы 1 для защиты самолета приемником 21 отраженного лазерного излучения, соединенным с дополнительным выходом 22 оптического канала приемо-передатчика и предназначенным для выдачи сигналов на бортовой вычислитель (который выполнен с дополнительной возможностью определения по уровню мощности отраженного от головки самонаведения запущенной ракеты лазерного излучения того факта, что самолет атакует ракета именно с инфракрасной головкой самонаведения, а по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения – факта срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения), позволяет выдать на пусковое устройство генератора лазерного излучения сигнал для прекращения генерации лазерного излучения и передать информацию о факте срыва наведения в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

20 В качестве датчиков факта пуска и координат пуска ракеты могут быть использованы ультрафиолетовые датчики фирмы DaimlerChrisler Aergospase AG, выпускающиеся с 2002 г., а в качестве датчика координат ракеты на траектории ее полета – датчик фирмы Bodenseewerk Geratetechnik GmbH, выпускающийся с 2002 г. В качестве бортового вычислителя может быть использована известная ЭВМ «Багет-83», выпускающаяся в России с 1998 г. В качестве привода поворота приемо-передатчика для ориентирования входа оптического канала и в качестве приемника отраженного лазерного излучения применяются оптическая

схема, приемники и привода, использованные в лидаре фирмы SPI International (см. Протопопов В.В., Устинов Н.Д. «Инфракрасные лазерные локационные системы», Москва, Военное издательство, 1987). В качестве генератора лазерного излучения может быть использован известный  
5 широкополосный химический лазер («Квантовая электроника», т. 18, № 2, 1991, с. 186).

### **Промышленная применимость**

Настоящее изобретение может применяться с наибольшим успехом  
10 в гражданской авиации.

### Формула изобретения

1. Способ защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов, заключающийся в том, что определяют факт пуска ракеты, определяют координаты ракеты в каждый момент времени, генерируют импульсное периодическое лазерное излучение, причем диапазон длин волн лазерного излучения лежит в диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения, мощность лазерного излучения превышает мощность излучения двигателя самолета в спектральном диапазоне чувствительности инфракрасных головок самонаведения, а частота следования импульсов близка к характерным частотам работы инфракрасных головок самонаведения, и посылают лазерное излучение в точку нахождения ракеты в данный момент времени.

2. Способ по п. 1, *отличающийся* тем, что дополнительно вычисляют координаты места пуска ракеты, передают информацию о факте пуска ракеты и о координатах места пуска ракеты в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

3. Способ по п. 1, *отличающийся* тем, что дополнительно принимают отраженное от инфракрасной головки самонаведения лазерное излучение, по уровню мощности этого отраженного лазерного излучения определяют тот факт, что самолет атакует ракета именно с инфракрасной головкой самонаведения, по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения определяют факт срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения, после чего прекращают генерацию лазерного излучения и передают информацию о факте срыва наведения в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

4. Система для защиты гражданского самолета от ракет с инфракрасными головками самонаведения переносных зенитных ракетных комплексов, содержащая размещенные на защищаемом гражданском самолете: датчики факта пуска и координат пуска ракеты; приемо-  
5 передатчик с приводом поворота и оптическим каналом, с выходом которого соединен датчик координат ракеты на траектории ее полета; бортовой вычислитель; и генератор лазерного излучения с его пусковым устройством, причем генератор лазерного излучения выполнен фторо-  
водородно-дейтериевым; бортовой вычислитель выполнен с возможно-  
10 стью обработки сигналов с датчиков факта пуска и координат пуска ракеты для вычисления координат места пуска ракеты и выдачи управляющего сигнала на привод поворота приемо-передатчика для ориентирования входа оптического канала приемо-передатчика на запущенную ракету, а также с возможностью обработки сигналов с датчика координат  
15 ракеты на траектории ее полета для вычисления координат ракеты в данный момент времени и для выдачи пускового сигнала на пусковое устройство генератора лазерного излучения.

5. Система по п. 4, отличающаяся тем, что бортовой вычислитель выполнен дополнительно с возможностью передачи информации о факте  
20 пуска ракеты и о координатах места пуска ракеты в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

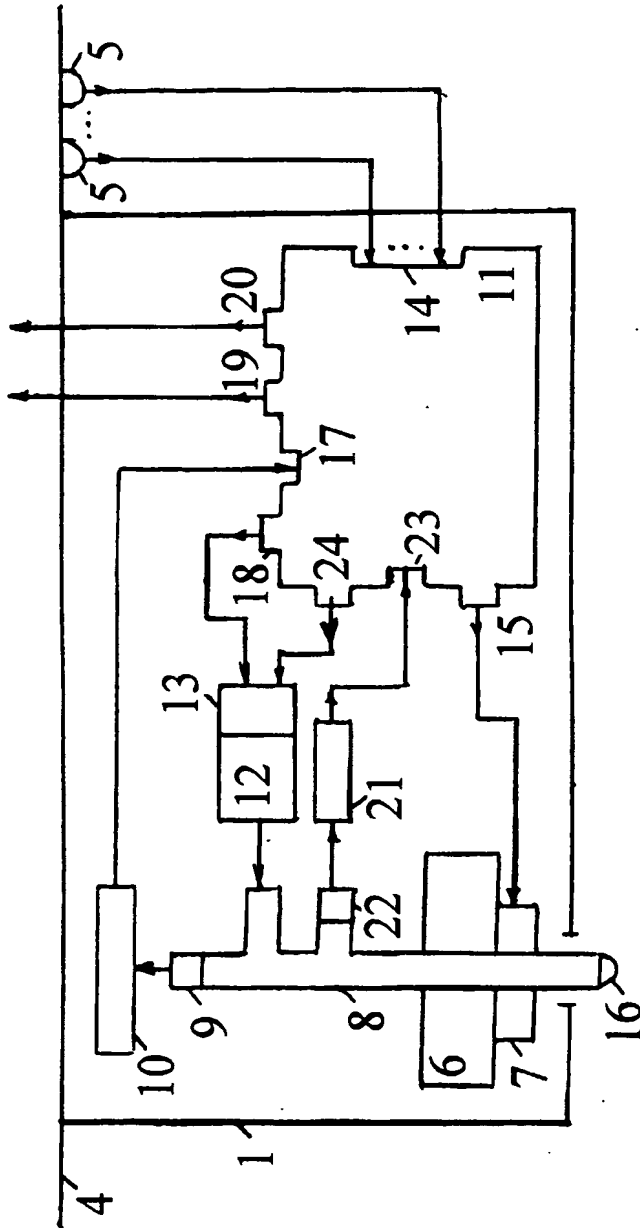
6. Система по п. 4, отличающаяся тем, что она дополнительно содержит приемник отраженного лазерного излучения, соединенный с до-  
25 полнительным выходом оптического канала приемо-передатчика и предназначенный для выдачи сигналов на бортовой вычислитель, который выполнен с дополнительной возможностью определения по уровню мощности отраженного от головки самонаведения запущенной ракеты

лазерного излучения того факта, что самолет атакует ракета именно с инфракрасной головкой самонаведения, а по снижению уровня мощности отраженного лазерного излучения – факта срыва наведения на самолет инфракрасной головки самонаведения, выдачи на пусковое устройство генератора лазерного излучения сигнала для прекращения генерации лазерного излучения и передачи информации о факте срыва наведения в наземную систему обеспечения безопасности полетов и в систему объективного контроля самолета.

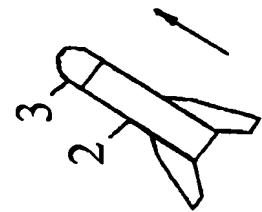
7. Система по п. 4, *отличающаяся* тем, что датчики факта пуска и координат пуска ракеты являются датчиками ультрафиолетового диапазона.

8. Система по п. 4, *отличающаяся* тем, что датчик координат ракеты на траектории ее полета является узконаправленным датчиком инфракрасного диапазона.

9. Система по п. 4, *отличающаяся* тем, что оптический канал приемопередатчика дополнительно предназначен для передачи излучения из генератора лазерного излучения в направлении запущенной ракеты.



ФИГ. 1





## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.  
PCT/RU 2004/000103

## A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F41H 11/02

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F41H 11/00, 11/02, 13/00, G01S 17/00, 17/02, 17/66, 17/74, 17/88, G05D 1/00, 1/12,  
G06F 165:00, B64D 1/00, 7/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	RU 2108678 C1 (ANTONOV OLEG EVGENIEVICH et al) 10/04.1998, the abstract	1-9
A	DE 4402855 A1 (DIEHL GMBH & CO) 03.08.1995, columns 3, 4 of the description, figure 3	1-9
A	RU 32259 U1 (OTKRYTOE AKTSIONERNOE OBSHESTVO "NAUCHNO- ISSLEDOVATELSKY INSTITUT "ZENIT") 10.09.2003, page 3 of the description	1-9
A	RU 2191406 C1 (TOVARISHESTVO S OGRANICHENNOI OTVETSTVENNOSTJU "ASTRAM") 20.10.2002, column 25, paragraph 2 of the description	1-9

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

\* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&amp;" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search  
(10.08.2004)

Date of mailing of the international search report  
(16. 09. 2004)

Name and mailing address of the ISA/

Authorized officer

Facsimile No.

RU

Telephone No.

# ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №  
PCT/RU 2004/000103

## А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

F41H 11/02

Согласно международной патентной классификации (МПК-7)

## В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:

Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-7:

F41H 11/00, 11/02, 13/00, G01S 17/00, 17/02, 17/66, 17/74, 17/88, G05D 1/00, 1/12,  
G06F 165:00, B64D 1/00, 7/00

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если, возможно, поисковые термины):

## С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ:

Категория*	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	RU 2108678 C1 (АНТОНОВ ОЛЕГ ЕВГЕНЬЕВИЧ и др.) 10.04.1998, реферат	1-9
A	DE 4402855 A1 (DIENL GMBH & CO) 03.08.1995, колонки 3, 4 описания, фиг. 3	1-9
A	RU 32259 U1 (ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ "ЗЕНИТ") 10.09.2003, с. 3 описания	1-9
A	RU 2191406 C1 (ТОВАРИЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ "АСТРАМ") 20.10.2002, колонка 25, абзац 2 описания	1-9

☐ последующие документы указаны в продолжении графы С.

☐ данные о патентах-аналогах указаны в приложении

\* Особые категории ссылочных документов:

A документ, определяющий общий уровень техники

E более ранний документ или патент, но опубликованный на дату международной подачи или после нее

O документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.

P документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета и т.д.

T более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения

X документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень

Y документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории

& документ, являющийся патентом-аналогом

Дата действительного завершения международного поиска: 10 августа 2004 (10.08.2004)

Дата отправки настоящего отчета о международном поиске: 16 сентября 2004 (16. 09. 2004)

Наименование и адрес Международного поискового органа  
Федеральный институт промышленной собственности

Уполномоченное лицо:

А. Медведев

РФ, 123995, Москва, Г-59, ГСП-5, Бережковская наб., 30,1 Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА

Телефон № 240-25-91

Форма PCT/ISA/210 (второй лист)(январь 2004)